



# Análisis del desempeño aerodinámico de un ala delta a baja velocidad

## Aerodynamic performance analysis of a delta wing at low speed

Juan Carlos Serrano-Rico <sup>1a</sup>, Gonzalo G. Moreno-Contreras <sup>1b</sup>, Edwin Rúa-Ramírez <sup>2</sup>

<sup>1</sup>Grupo de Investigación en Ingeniería Mecánica (Gimup), Universidad de Pamplona, Colombia.

Orcid: <sup>a</sup> 0000-0002-9836-6603. Correos electrónicos: <sup>a</sup> [jcserrano@unipamplona.edu.co](mailto:jcserrano@unipamplona.edu.co),

<sup>b</sup> [gmoren@unipamplona.edu.co](mailto:gmoren@unipamplona.edu.co)

<sup>2</sup>Grupo de Investigación y Desarrollo de Ingeniería en Nuevas Tecnologías (Gidint), Universidad Santo Tomás, Colombia. Orcid: 0000-0003-2028-3282. Correo electrónico: [edwin.rua@usantoto.edu.co](mailto:edwin.rua@usantoto.edu.co)

Recibido: 26 noviembre, 2019. Aceptado: 13 febrero, 2020. Versión final: 17 marzo, 2020.

### Resumen

En el presente trabajo se presentan los resultados de la medición experimental de los coeficientes aerodinámicos de un ala delta, los coeficientes determinados fueron el de sustentación, arrastre y el de momento, adicionalmente se realizó una visualización del comportamiento del fluido que pasa sobre el ala mediante la utilización de humo y de un compuesto líquido de aceite sobre la superficie del ala. Los resultados obtenidos son comparables con modelo teórico de Polhamus y con experimentales presentados en la literatura.

**Palabras clave:** ala delta; desempeño aerodinámico; visualización de flujo.

### Abstract

In the present work, the results of the experimental measurement of the aerodynamic coefficients of a Delta wing are presented, the determined coefficients were the one of lift, drag and the moment, in addition a visualization was made of the behavior of the fluid that passes over the wing by the use of smoke and a liquid oil compound on the surface of the wing. The results obtained are comparable with the theory of Polhamus as well as good agreement with experimental ones presented in the literature.

**Keywords:** delta wing; flow visualization; aerodynamic performance.

### 1. Introducción

Las alas delta son utilizadas generalmente para generar sustentación con altos ángulos de ataque y velocidades generalmente del rango supersónico. Adicionalmente, para bajas velocidades el ala delta debe garantizar la sustentación como es el caso del despegue y al aterrizaje de la aeronave para lo cual lo hacen a alto ángulo de ataque [1], [2],[3] establecieron que las características de desempeño aerodinámico del ala delta no varían del

rango supersónico para subsónico. [4] estudiaron el flujo alrededor de un ala delta de 65 grados usando un túnel de viento subsónico con el fin de evaluar el desempeño aerodinámico el desempeño aerodinámico, mostrando buena correlación entre el experimento y el resultado numérico.

Cuando una aeronave con ala delta está volando a bajas velocidades y alto ángulo de ataque aparecen dos vórtices rotando en sentido contrario [5], como es mostrado en la



Fig. 1, se puede observar el comportamiento del fluido sobre el ala, donde la influencia de los vórtices generados en el borde de ataque sobre la distribución de presión tiene como consecuencia el aumento de la sustentación [6]. Los vórtices generados, que tiene sentido de rotación opuesto, son caracterizados por un flujo en espiral con alto contenido de energía cinética que pueden transferir a la capa límite posibilitando un aumento del ángulo de ataque sin la pérdida de sustentación, sin embargo trae como consecuencia un aumento en la fuerza de arrastre aerodinámico [7]. La formación de estos vórtices estudiada por [8] presenta un flujo estable y adherido a la superficie con alta simetría para ángulos de ataque menores a  $15^\circ$  y coeficiente de sustentación variando de forma lineal con el ángulo de ataque. Para ángulos de ataque  $15^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$  se presenta separación del fluido con simetría de vórtices y con variación no lineal del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque. Para ángulos de ataque mayores a  $30^\circ$  presenta mayor separación del fluido, alta asimetría en la formación de vórtices y variación no lineal del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque.

Uno de los primeros en estudiar el desempeño aerodinámico fue Polhamus [9], quién propuso un método para calcular las fuerzas y momentos del ala delta, que explicaba las contribuciones de los vórtices del borde de ataque a través de una analogía de succión de borde de ataque junto con la aplicación de teoría de flujo potencial.

Las características de flujo para un ala delta con un ángulo de barrido  $\Lambda = 50^\circ$  también fue estudiado numéricamente por [10] para bajos ángulos de ataque, observando la formación de los vórtices un ángulo de ataque de  $5^\circ$ , ya para ángulos de ataque de  $10^\circ$  y  $15^\circ$  observó la aparición de vórtices secundarios, además de las inestabilidades presentes en el fluido. Fenómeno también estudiado numéricamente por [11] pero para un ala delta con ángulo de barrido  $\Lambda = 40^\circ$  y complementado con visualizaciones y mediciones de anemometría Doppler laser, estudio que mostro alta correlación entre lo experimental y lo numérico.

El objetivo fundamental del presente trabajo está en el estudio de las características del flujo sobre un ala delta en régimen subsónico para diferentes ángulos de ataque. El trabajo está dividido en dos partes: en la primera se determinó el desempeño aerodinámico mediante la medición de las fuerzas que actúan sobre el ala y la determinación de los coeficientes de sustentación, arrastre y de momento, en la segunda sección se visualizó el comportamiento del fluido sobre la superficie del ala,

esta visualización se realizó de dos formas, con la utilización de humo y con el uso de un compuesto liquido de aceite y dióxido de titanio ( $\text{TiO}_2$ ), este último aplicado sobre la superficie del ala.

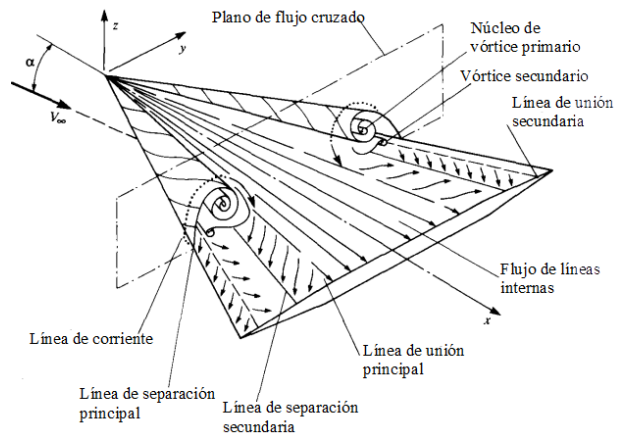


Figura 1. Esquema del flujo subsónico sobre una ala delta [5].

## 2. Metodología

Este experimento fue realizado en un túnel de viento de baja velocidad de circuito abierto (TAD-2) de la Universidad de São Paulo, el cual tiene una cámara de ensayos de sección transversal de  $0.46 \times 0.46$  m y trabaja con un ventilador axial que cuenta con un regulador de frecuencia en el motor de 40Hz. En este experimento se usó un ala delta con un ángulo de barrido  $\Lambda = 65^\circ$ , envergadura  $b = 0.270$  m, cuerda  $c = 0.260$  m, área del ala  $S = 0.0351$  m<sup>2</sup> y relación de aspecto  $AR = b^2/S = 2.077$ . En la Fig. 2 se puede observar el montaje del ala delta en el túnel de viento.

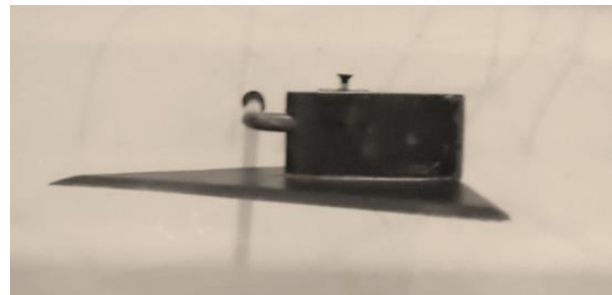


Figura 2. Ala delta en la cámara de ensayos.

Los valores de las condiciones ambientales utilizados en las pruebas fueron: presión barométrica de  $P_n = 92.4$  kPa y temperatura atmosférica de  $T = 24.8^\circ\text{C}$ , estos valores permiten calcular la densidad del fluido con la Ec. 1.

$$\rho = \frac{P_n}{RT} \quad (1)$$

Donde  $R$  es la constante del aire ( $R = 287 \text{ J/(kg.K)}$ ) y la densidad derivada de estos valores es  $\rho = 1.081 \text{ kg/m}^3$ .

La viscosidad del aire ( $\mu$ ) se determina mediante la Ec. 2 [12]

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{0.7} \quad (2)$$

Donde  $\mu_0 = 1.741 \times 10^{-5} \text{ kg/(m.s)}$  y  $T_0 = 273 \text{ K}$ .

Para el monitoramento de la presión dinámica se utilizó un micro manómetro digital modelo 8705 DC-Calc y un tubo de Pitot para las tomas de presión total y estática del fluido en la cámara de pruebas, este se instaló en la parte superior de la sección transversal.

Con la presión dinámica, la velocidad del fluido se puede calcular mediante la Ec. 3, y el número de Reynolds con base en la cuerda del ala delta, se puede calcular con la Ec. 4.

$$U_0 = \sqrt{\frac{2P_{din}}{\rho}} \quad (3)$$

$$Re = \frac{\rho U_0 c}{\mu} \quad (4)$$

De donde se obtiene que  $Re = 2.711 \times 10^5$ .

Como el ala está sujeta a la acción de las fuerzas y momentos debido al paso del fluido, el desempeño aerodinámico de estas se hace mediante el uso de coeficientes adimensionales, tales como el coeficiente de sustentación ( $C_L$ ), el coeficiente de arrastre ( $C_D$ ) y el coeficiente de momento ( $C_M$ ), los cuales son definidos mediante las Ecs. 5-7

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_0 S} \quad (5)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_0 S} \quad (6)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho U_0 S_z} \quad (7)$$

Donde  $S = b c$ . La fuerza de sustentación ( $L$ ) es calculada mediante la Ec. 8, el momento ( $M$ ) con la Ec. 9 y la fuerza de arrastre ( $D$ ) es dada por el balance aerodinámico mostrado en la Fig. 3. Los valores de  $AFT$  (aguas abajo),  $FORE$  (aguas arriba) y  $D$  (arrastre) son dados por la balanza aerodinámica. Donde es  $l = 0.0625 \text{ m}$ .

$$L = AFT + FORE \quad (8)$$

$$M = (AFT - FORE) \times l \quad (9)$$

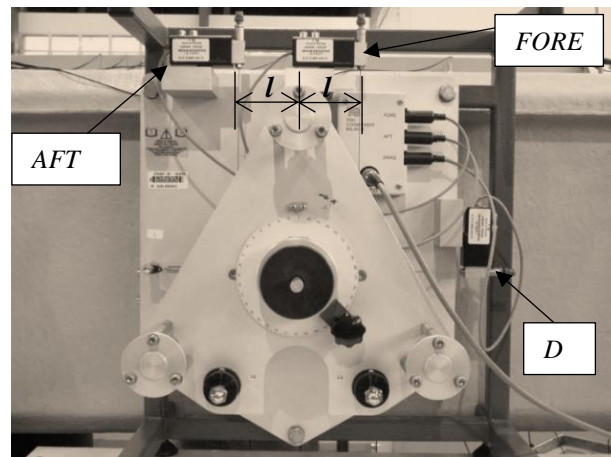


Figura 3. Balanza aerodinámica.

El experimento fue realizado variando el ángulo de ataque  $-4^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ$  manteniendo la velocidad promedio en  $17.2 \text{ m/s}$ .

### 3. Resultados

En esta sección se da la descripción de los resultados y son comparados con el modelo teórico desarrollado por Polhamus [13] y por experimentales [7] [14] para los coeficientes de sustentación y arrastre.

En la Fig. 4 se observa que el ala delta presenta pérdida de sustentación con un ángulo de ataque de  $31^\circ$ , esta característica del ala es importante, ya que permite determinar la velocidad mínima con la cual el avión puede volar, también se muestra la forma lineal del coeficiente de sustentación aumenta conforme aumenta el ángulo de ataque. También es importante resaltar que el modelo de Polhamus [13] y los resultados del presente estudio se comparan muy bien hasta la región en la cual el ala delta entra en pérdida de sustentación. Cuando se comparan con los resultados experimentales de otros investigadores, se observa un comportamiento similar.

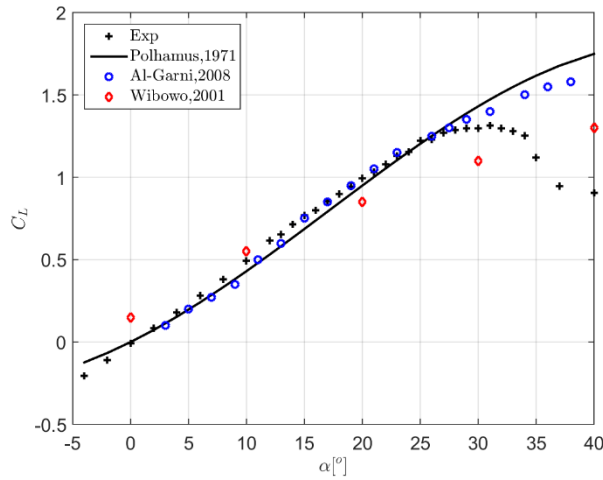


Figura 4. Variación coeficiente de sustentación  $C_L$  con el ángulo de ataque  $\alpha$

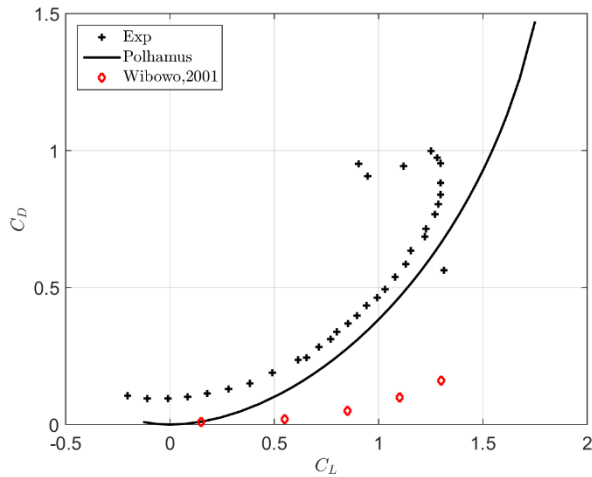


Figura 5. Variación coeficiente de arrastre  $C_D$  con el coeficiente de sustentación  $C_L$

La relación del coeficiente de arrastre con el coeficiente de sustentación es mostrada en la Fig. 5, el coeficiente de sustentación permanece aproximadamente constante para ángulos de ataque entre  $-4^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ , también se observa que a ala tiene un arrastre inducido de aproximadamente 0.1, por lo cual el arrastre aumenta rápidamente para valores de  $\alpha$  mayores a  $25^\circ$ . La correlación con el modelo de Polhamus es buena, no así con los experimentos de Wibowo [15].

Para poder observar la influencia del arrastre inducido (también conocido como el arrastre debido a la sustentación) en el coeficiente de arrastre total, se recurre a representarlo mediante una función del (coeficiente de sustentación)<sup>2</sup> contra el coeficiente de arrastre, como se ilustra en la Fig. 6. Aquí se observa que el arrastre inducido es aproximadamente 0.1 y como el coeficiente

de arrastre aumenta linealmente con el cuadrado del coeficiente de sustentación hasta el ángulo de pérdida de sustentación (*stall*).

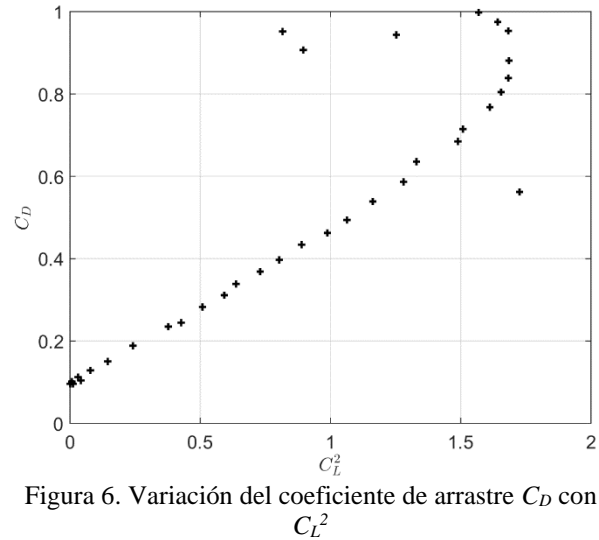


Figura 6. Variación del coeficiente de arrastre  $C_D$  con  $C_L^2$

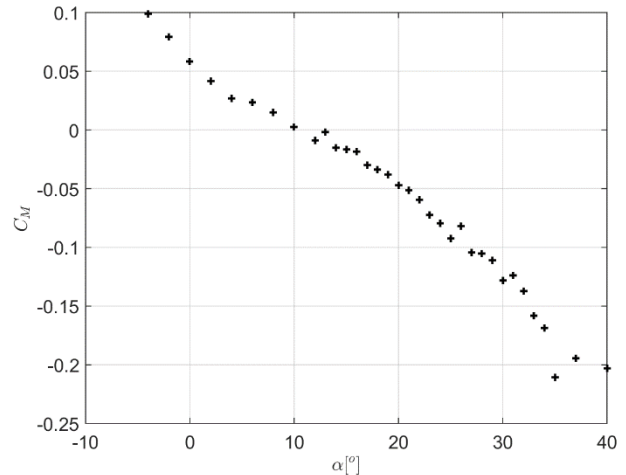


Figura 7. Variación del coeficiente de momento  $C_M$  con el ángulo de ataque  $\alpha$

En la Fig. 7, se presenta el coeficiente de momento en función del ángulo de ataque, para ángulos de ataque mayores a  $10^\circ$  se observa que el coeficiente de momento es negativo, lo que indica que el ala delta será estable en las condiciones probadas, excepto para ángulos superiores al de pérdida de sustentación.

La máxima relación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre es encontrada  $\alpha = 13^\circ$  y tiene un valor de 2.7, lo cual es mostrado en la Fig. 8.

El ala delta opera en ángulos de ataque relativamente altos, la capa límite en la superficie inferior fluye para el exterior y se separa, si pasa por encima del borde de

ataque, formando una capa límite cortante. Las curvas de la capa de corte van por encima y para adentro del ala y acaban alrededor en un núcleo de alta vorticidad, como se observa en la Fig. 9.

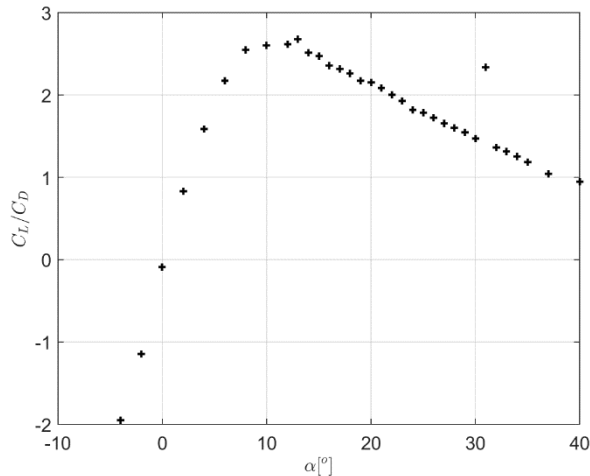


Figura 8. Variación de la relación  $C_L/C_D$  con el coeficiente de sustentación  $C_L$

En el túnel de viento con el paso del humo se puede observar mejor la línea dejada por los vórtices al impactar sobre la superficie del ala delta y como esta línea se inicia desde el borde de ataque y se propaga a lo largo del ala, una foto de este proceso se muestra en la Fig. 9.

En la Fig. 10 se muestra una instantánea del fenómeno de formación simétrica de vórtices desde el borde de ataque del ala y como ellos van creciendo en intensidad desde el borde de ataque, también se observa que al final del borde del ala delta estos vórtices se destruyen.

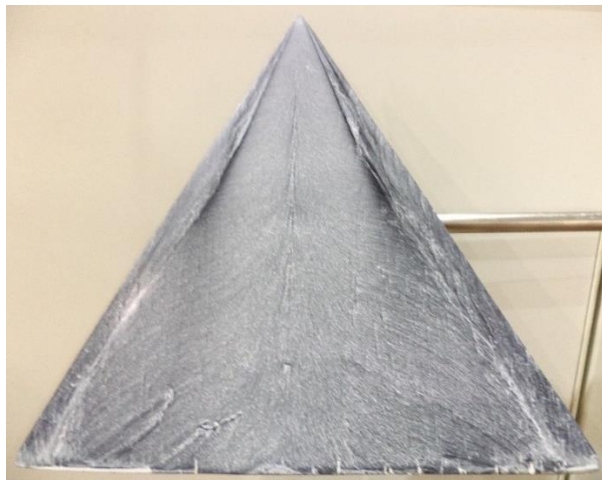


Figura 9. Trayectoria de los vórtices del borde de ataque.



Figura 10. Vórtices sobre ala delta.

#### 4. Discusión y conclusiones

En este estudio se llevó a cabo una investigación experimental para obtener los coeficientes de sustentación, arrastre y momento en un ala delta para diferentes ángulos de ataque, así como la visualización del flujo sobre la superficie en régimen subsónico. Los coeficientes de sustentación y arrastre muestran un comportamiento ajustado al modelo teórico propuesto por Polhamus, y buena correlación del coeficiente de sustentación con los resultados de otras investigaciones. Ya las visualizaciones del flujo presentan los mismos comportamientos de investigaciones que utilizaron experimentos físicos y numéricos. Se comprobó la sustentación generada por el ala para grandes ángulos de ataque.

#### Referencia

- [1] Y. Nakamura and T. Yamada, "Aerodynamic Characteristics of Spin Phenomenon for Delta Wing," in *23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, Toronto, Canada, 2002.
- [2] T. K. D. Hoang, P. K. Nguyen, and Y. Nakamura, "High Swept-Back Delta Wing Flow," *Advanced Materials Research*, vol. 1016, pp. 377-382, 2014, doi: 10.4028/www.scientific.net/AMR.1016.377
- [3] J. Katz and A. Plotkin, *Low speed aerodynamics*, 2nd ed. (Cambridge aerospace series, no. 13). Cambridge, UK ; New York: Cambridge University Press, 2001, pp. xvi, 613 p.
- [4] S. Saha and B. Majumdar, "Flow Visualization and CFD Simulation on 65° Delta Wing at Subsonic Condition," *Procedia Engineering*, vol. 38, pp. 3086-

3096, 2012/01/01/ 2012, doi:  
10.1016/j.proeng.2012.06.359

[5] J. D. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 3rd ed. (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering). Boston: McGraw-Hill, 2001, doi: 10.2514/2.1385

[6] G. Guglieri and F. B. Quagliotti, "Experimental investigation of vortex dynamics on a 65° delta wing in sideslip," *The Aeronautical Journal (1968)*, vol. 101, no. 1003, pp. 111-120, 1997, doi: 10.1017/S0001924000066586

[7] A. Z. Al-Garni, F. Saeed, and A. M. Al-Garni, "Experimental and Numerical Investigation of 65 Degree Delta and 65/40 Degree Double-Delta Wings," *Journal of Aircraft*, vol. 45, no. 1, pp. 71-76, 2008, doi: 10.2514/1.20243

[8] R. M. Cummings, J. R. Forsythe, S. A. Morton, and K. D. Squires, "Computational challenges in high angle of attack flow prediction," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 39, no. 5, pp. 369-384, 2003, doi: 10.1016/S0376-0421(03)00041-1

[9] E. C. Polhamus, "A concept of the vortex lift of sharp-edge delta wings based on a leading-edge-suction analogy," *Natl. Aeronaut. Sp. Administrations*, pp. 18, 1966, doi: 10.1088/0143-0807/36/6/065030

[10] R. E. Gordnier and M. R. Visbal, "Compact Difference Scheme Applied to Simulation of Low-Sweep Delta Wing Flow," *AIAA Journal*, vol. 43, no. 8, pp. 1744-1752, 2005, doi: 10.2514/1.5403

[11] M. Hahn and D. Drikakis, "Implicit Large-Eddy Simulation of Swept-Wing Flow Using High-Resolution Methods," *AIAA Journal*, vol. 47, no. 3, pp. 618-630, 2009, doi: 10.2514/1.37806.

[12] F. M. White, *Fluid mechanics*, 7th ed. New York, N.Y.: McGraw Hill, 2011, pp. xv, 862 p.

[13] E. C. Polhamus, "Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge suctionanalogy," *Journal of Aircraft*, vol. 8, no. 4, pp. 193-199, 1971, doi: 10.2514/3.44254

[14] S. B. Wibowo *et al.*, "An investigation into the use of GAMA water tunnel for visualization of vortex breakdown on the delta wing," *AIP Conference Proceedings*, vol. 2001, no. 1, p. 050007, 2018/08/16 2018, doi: 10.1063/1.5049998